

高压捕获翼外形优化研究

崔凯, 李广利, 胡守超, 屈志朋

(1 中国科学院力学研究所高温气体动力学国家重点实验室, 北京海淀区 100190)

摘要 针对高压捕获翼气动布局的飞行器外形, 以保持三角翼下压缩面为机体不变为前提, 以数值模拟和均匀实验设计为主要工具, 计算分析了高压捕获翼外形的变化在黏性条件下对飞行器气动性能的影响, 探究捕获翼外形的一般设计原则及规律。为充分发挥来流的压缩作用, 捕获翼的前缘在设计时应刚好落在激波后缘, 此外, 为减小添加捕获翼带来的阻力, 捕获翼采用平行于来流的薄翼结构。在外形的优化设计中, 捕获翼的前缘、展向角度和长度为主要设计参数, 采用均匀实验设计的方法, 计算了不同外形下对飞行器气动性能的影响。计算结果表明, 捕获翼法向投影面积对整体升阻比影响较为明显, 捕获翼的增升效果更为明显, 捕获翼获得较大升力时, 飞行器可以获得较大的升阻比。

关键词 高超声速, 高压捕获翼, 气动外形优化, 均匀设计

引言

目前高速飞行器的气动构型主要包括翼身组合体、翼身融合体和乘波体等。文献[1]给出了一种典型的翼身组合体构型, 美国的 HTV-2 高超声速验证飞行器[2]为一种典型的翼身融合体, 这两种构型主要特点是: 下表面对来流进行压缩为机体提供升力, 上表面适当拱起满足容积需求。乘波体[3]是目前公认的气动性能较好的构型, 该构型在设计条件下(给定来流马赫数和攻角等), 在高速飞行时产生的弓形激波附着于飞行器的前缘, 激波后的高压区完全包裹于飞行器的下表面, 使飞行器获得较大的升力和升阻比。

我们在文献[4]提出了高压捕获翼(High pressure zone Capture Wing, 简称为 HCW)的概念, 针对上表面具有一定压缩作用的飞行器, 添加高压捕获翼可以大幅提高升力和升阻比。并且, 乘波体构型可以充分利用下表面对来流的压缩作用, 使飞行器获得较大的升力和升阻比。从高压捕获翼的设计思路可以看出, HCW 必须采用薄翼结构, 其空间形状与来流平行, 这样可以最大限度的减小高压捕获翼的阻力。依据其设计原理, HCW 的前缘形状依据机体上表面压缩激波面的截面形状设计, 前缘线应刚好落在激波面的后端。在前面的外形设计中, 均采用半圆形的

截面形状, 这是因为机体上表面为圆锥或半圆锥, 其激波面的剖面型线也是圆形。

在高速飞行条件下, 摩擦阻力所占据总阻力的份额较大, 因此 HCW 的湿润面积对飞行器的气动性能影响较大。而 HCW 的长度及展向角度将直接影响到 HCW 的湿润面积, HCW 的后半段(实际为机体拐点处膨胀波的前马赫线与 HCW 相交的位置以后)压力逐渐下降, 这一部分对于飞行器升力的贡献逐渐减弱, 过长的捕获翼将主要导致摩擦阻增加, 并且, 在 HCW 的展向方向, 在两侧升力分量所占比重较小。因此, 在长度和展向角度上存在较优的值使其气动性能最优。

基于上述思路, 对 HCW 的前缘曲线及外形进行参数化设计, 以均匀实验设计和 CFD 为主要工具, 对 HCW 的外形进行优化分析, 探讨其基本设计原则和规律。

1 捕获翼外形参数化设计

以机体不变为前提, 其机体外形示意图如图 1 所示, 机体长度为 4m, 上表面为半圆锥/半圆台组合体, 半锥角为 8.53 度, 在 3.4m 处连接半圆台, 半圆台尾部高度为 0.4m, 以 8.53 度的装配攻角垂直连接后掠角为 20 度的三角翼压缩面。因此, 上压缩面为固定不变的半锥体, 在上表面的激波面可近似认为圆锥面, HCW 的前缘曲线

可由尾部投影曲线投影到激波面上唯一确定。因此，在外形设计中，由尾部投影曲线确定其前缘线形状。其参数化基于极坐标系进行，故前缘线的控制采用半径和偏角两个参数。偏角为独立参数，为确保前缘为后掠效果，半径的变化应为单调增加，前缘曲线由对称面上的最小半径以幂次曲线和余弦曲线组合的方式过渡到前缘后端的最大半径。采用归一化表达式，具体方式如下：

$$R(p_1, p_2, n) = R_{\min} + R_{\max} [p_1 f_1(p_2, n) + (1 - p_1) f_2] \quad (1)$$

其中：

$$f_1(p_2, n) = \begin{cases} 0, & t \in [0, p_2] \\ \left(\frac{t - p_2}{1 - p_2}\right)^n, & t \in (p_2, 1) \end{cases} \quad (2)$$

$$f_2 = \frac{\cos \alpha + 1}{2}, \alpha \in [\pi, 2\pi] \quad (3)$$

在实际外形设计中，为确保 HCW 对来流的二次压缩激波产生的高压落在机体上，固定 R_{\min} 不变，因此，从参数化表达式可以看出，前缘曲线的确定由 4 个参数确定：前缘尾部对应激波面上的最大半径 R_{\max} 、幂次曲线和余弦曲线比例参数 p_1 、幂次曲线过渡参数 p_2 和幂次曲线的幂次 n 。另外，由上所述，HCW 整体外形的设计亦与 HCW 展向角度和长度有关。展向角度由原始角度 2 截掉的角度表示，以参数 θ 表示，则展向角度为参数 θ 的余角。HCW 的长度由参数 L 确定。综上所述，HCW 外形由 6 个参数唯一确定。

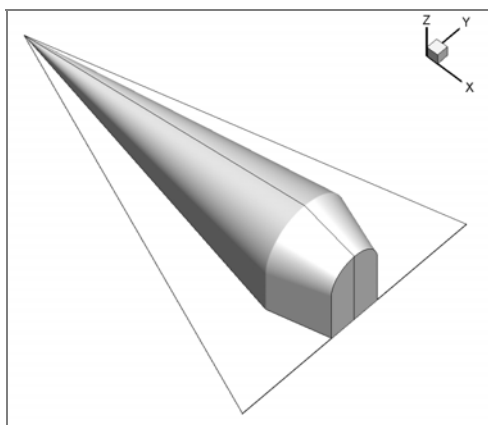


图 1 机体外形示意图

2 计算结果及分析

针对 HCW 外形的 6 个设计参数，采用均匀实验设计方法，每个参数均分为 31 水平，均匀实

验设计表见附表，最终得出 30 种不同的 HCW 外形（最后一种由于每个参数取到极限值，基本没有参考价值）。所采取的计算条件为：飞行高度 30km，来流马赫数为 6，k- ω 湍流模型，零度飞行攻角。

从表 1 的计算结果可以看出，在所以飞行器气动参数的比较中，升力相对于最小升力有 13.33% 的变化区间，而阻力只有 6.24% 的变化区间，说明外形的设计对升力变化相对较为敏感，升阻比存在 0.24 的差值，相对于升阻比最小的外形，最大升阻比相差 7.95%。

表 1 气动参数比较

	Lift(N)	Drag(N)	Lift-drag Ratio
Range	10115.9-11464.5	3344.5-3553.2	3.02-3.26
Change	1348.6	208.7	0.24
Percentage	13.33%	6.24%	7.95%

图 2、图 3 和图 4 分别给出了升力与阻力的变化曲线，以及升力和阻力随升阻比的变化曲线。可以看出，在获得高升力的同时，其阻力也相应增加。并且在获得较大的升阻比时，其升力和阻力都随之增加。由于机体确定不变，HCW 的改变基本对机体的气动参数没有影响，因此，HCW 在获得较大升力时可以使整体获得较高的升阻比。虽然相应的阻力也会增加，但是增加幅度较小，整体上其升力的增加效果较为明显，故在 HCW 的设计中应尽量使其获得较大的升力。

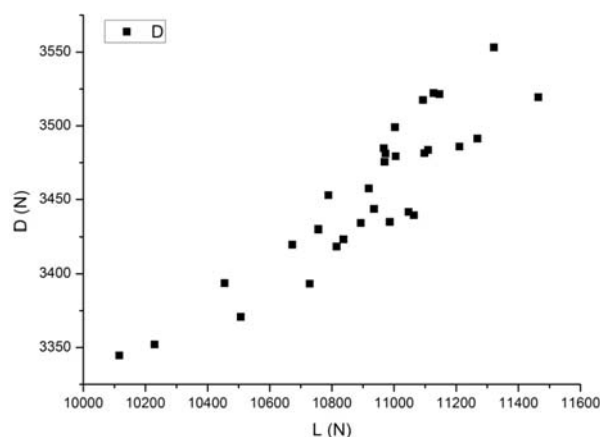


图 2 升力与阻力的变化曲线

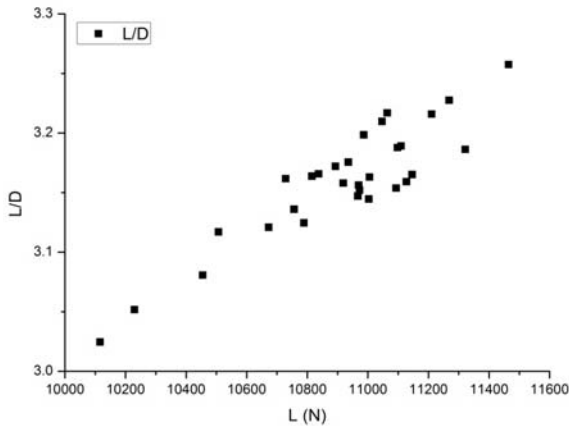


图 3 升力与升阻比的变化曲线

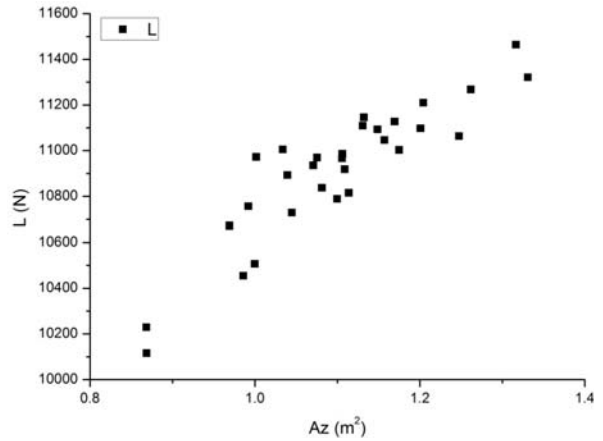


图 5 HCW 法向投影面积与升力的变化曲线

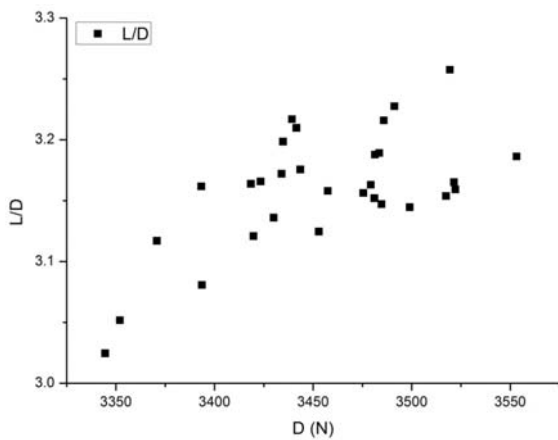


图 4 阻力与升阻比的变化曲线

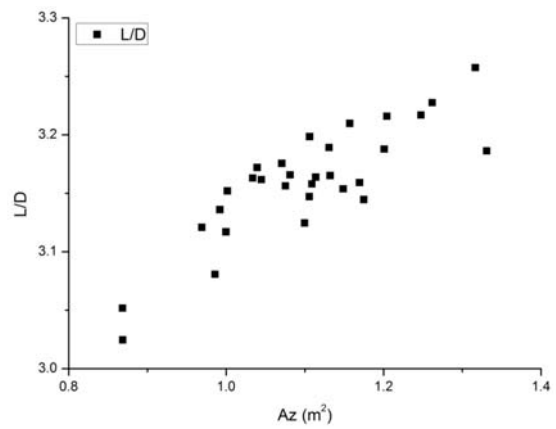


图 6 HCW 法向投影面积与升阻比的变化曲线

升力与升阻比之间的关系呈现正比关系，因此，设计的 HCW 外形均可有效捕获高压来流，故影响 HCW 升力的主要参数为 HCW 在升力方向上的法向投影面积。图 5 和图 6 分别给出了法向投影面积与升力和升阻比的变化曲线，可以看出，法向投影面积与升力和升阻比均称正比关系。因此，在实际外形设计中，在有效捕获高压区的前提下应增加法向投影面积，从而获得升力和升阻比的提高。而与此同时，如图 7 所示，法向投影面积的增加将导致湿润面积增加，从而导致阻力的增加。

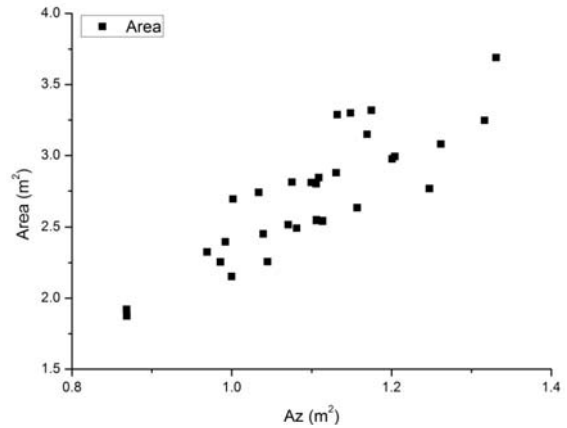


图 7 HCW 法向投影面积与湿润面积的变化曲线

而在法向投影面积近似的两种算例，以图 6 最右边两个点为例，HCW 下表面压力分布云图如图 8。虽然 Case26 的法向投影面积相对 Case21 有微小增加，但其后端存在较大范围的低压区。此外，Case21 前缘后掠角较大，波阻较小，且湿润面积较小，相应的摩阻也比较小，故整体升阻比明显较大。

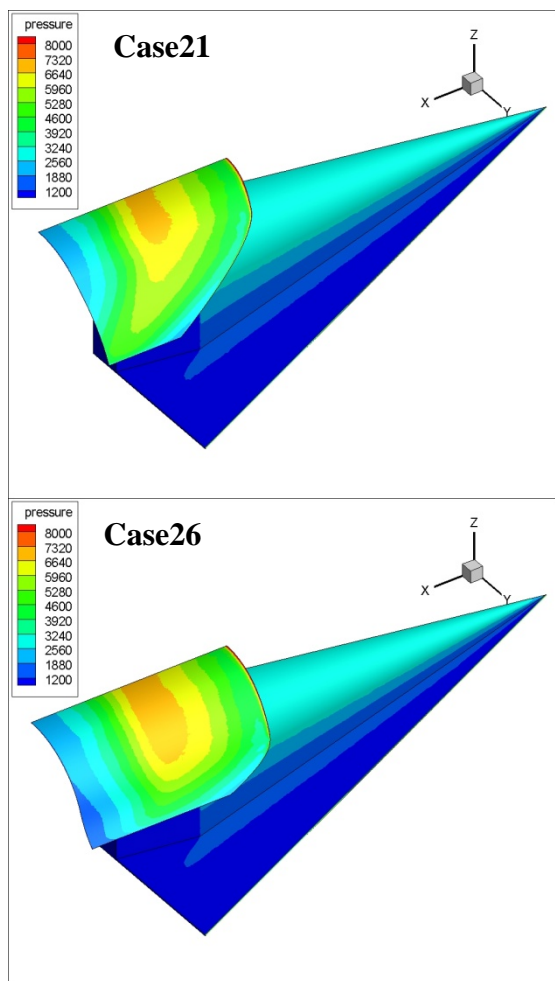


图 8 HCW 下表面压力分布云图比较

此外，由图 9 可以看出，在获得较大法向投影面积时，相应的对应激波面最大半径 R_{max} 取值较大，从后视图看起来较为平缓。然而，最大半径过大时由于后掠角较大，会使法向投影面积急剧减小。并且对比大小近似的 R_{max} 可以发现，在对称面附件平缓过渡，然后过渡到前缘尾部时，HCW 可以获得较大的法向投影面积。因此，HCW 最大半径在选取时，存在一个最优值，并且前缘在对称面附近应平缓变化，然后过渡到前缘尾部。

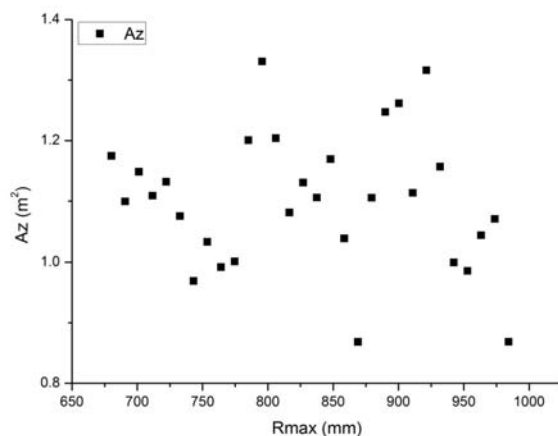


图 9 最大半径与法向投影面积的变化曲线

以上针对整体飞行器的气动性能与 HCW 外形参数之间的关系，然而，在实际中，机体的气动性能基本不发生变化，HCW 外形的改变只会引起 HCW 本身气动性能的变化，相应的叠加机体的升力和阻力从而达到整体的效果。但是，实际中以相同的上压缩面可以组合不同的下压缩面，而不会带来 HCW 形状的改变。因此，有必要单纯的对 HCW 本身的气动性能进行分析。

图 10 为 HCW 升力和阻力之间的变化曲线，和整体升力与阻力的变化关系一致，升力和阻力同时增加。从图 11 HCW 升力与升阻比之间的变化曲线可以看出，在 HCW 升阻比较大的上包络线，存在一个拐点，即在升力增加的过程中，存在某一个值使得 HCW 的升阻比达到最大值，这和整体构型升力和升阻比的变化曲线不同。图 12 为 HCW 阻力与升阻比的变化曲线，整体来看，随着阻力增加，升阻比降低，但是以上包络线为标准，和升力与升阻比的变化规律一致，在中间存在拐点，使 HCW 的升阻比达到最大值。

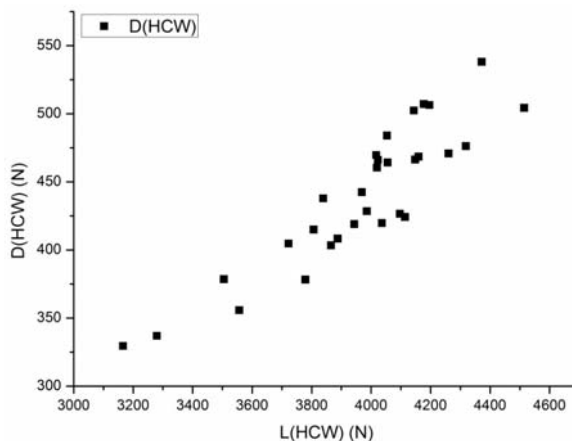


图 10 HCW 升力与阻力之间的变化曲线

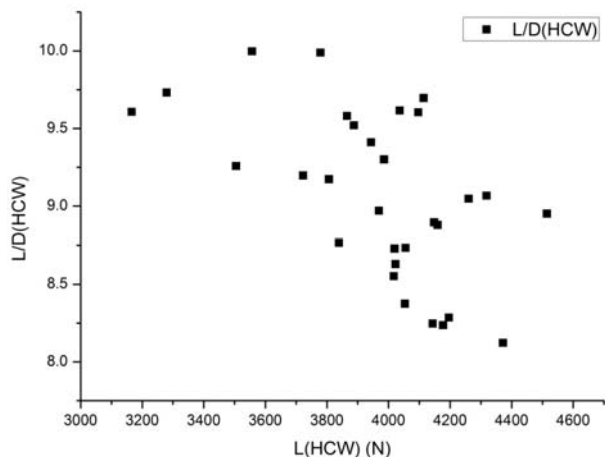


图 11 HCW 升力与升阻比之间的变化曲线

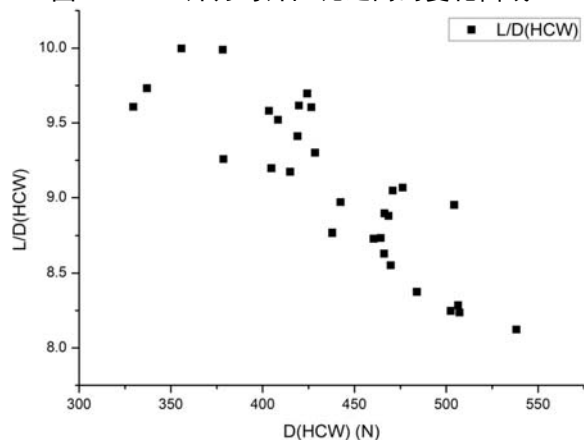


图 12 HCW 阻力与升阻比的变化曲线

从图 13 可以看出，最大半径与 HCW 升阻比成正比关系，通过对比图形可以看出，在最大半径较大时，由于后掠角较大，HCW 对来流高压的捕获能力较强，且湿润面积相对较小，故最大半径增加会使 HCW 升阻比增大。通过图 14 和图 15 可以看出，在最大半径较大时，其升力的有效利用率较大，即最大半径的增加导致法向投影面积与湿润面积的比值增加，从后视效果看，HCW 变得更为平缓，单位湿润面积上所分解的升力投影面积较大，导致摩阻所占比重大幅减小。而对于 HCW 外形，由于其薄翼结构，摩阻多占比重大，故摩阻变化对整体影响较为明显。因此法向投影面积与湿润面积的比值很大程度上影响了升阻比性能，以图 15 所示，二者成正比关系。

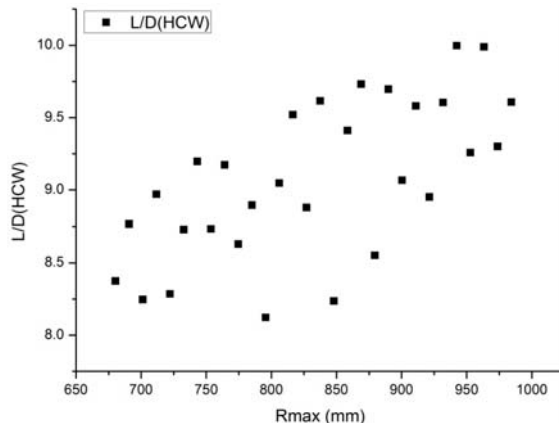


图 13 最大半径与 HCW 升阻比的变化曲线

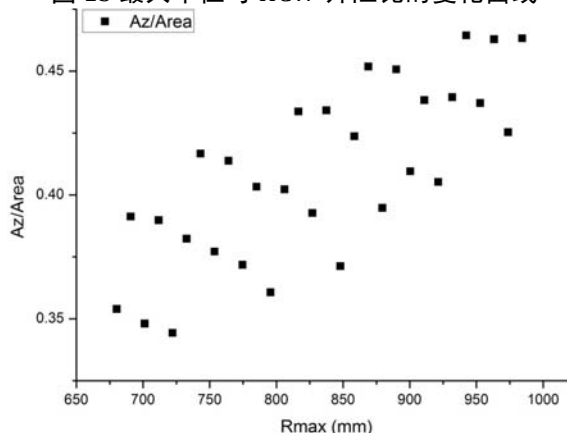


图 14 最大半径与法向投影面积与湿润面积的比值之间的关系

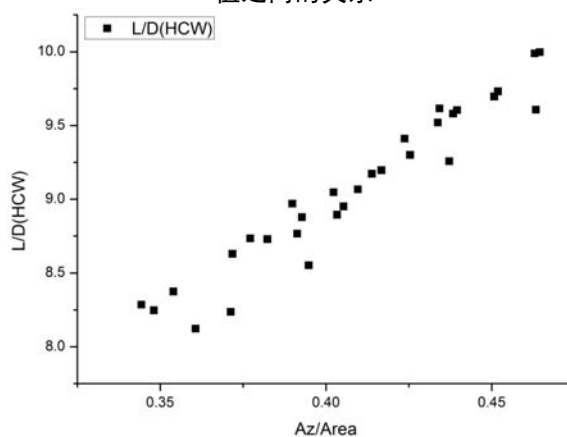


图 15 法向投影面积与湿润面积的比值与升阻比之间的关系

而由几何关系可以看出，在 R_{max} 的增加会导致流向投影面积增加，如图 16 所示。而流向投影面积随压阻的变化曲线如图 17 所示，在流向投影面积增加时，由于后掠角的不断增大，其压阻逐渐减小。

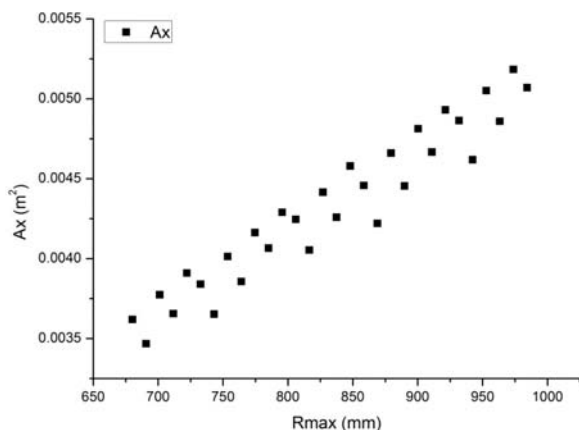


图 16 最大半径与流向投影面积的变化关系

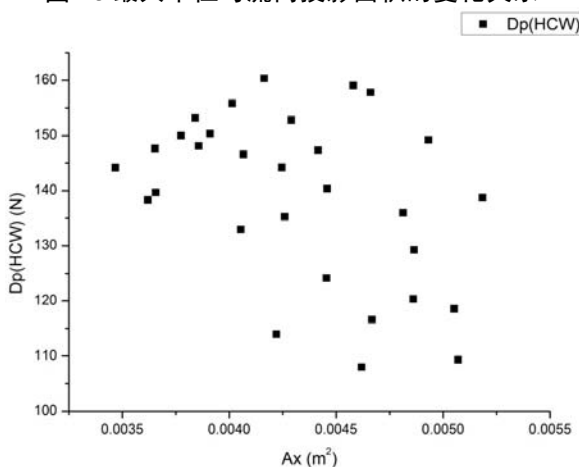


图 17 HCW 流向投影面积与 HCW 压阻的变化曲线

2 结 论

针对以上结果，可以总结出以下结论：

1) 对于本文选定的机体，HCW 的升力越大整体飞行器的升阻比也就越大，但同时也会导致阻力相应增加；2) HCW 在设计外形中，可以有效捕捉高压区，其升力与法向投影面积基本成正比关系，要获得较大的升力，就尽量增加 HCW 的法向投影面积；3) 在 HCW 外形的设计中，可以通过增加最大半径获得较大的法向投影面积，但是，过大时会导致后掠角过大使面积减小。并且前缘线在设计中，对称面附近曲线应平缓过渡，然后再在两侧过渡到前缘尾部。不但可以使法向投影面积增加，而且后掠角增大，可以减小压差阻力；4) HCW 的升阻比不同于整体的升阻比变化趋势，在 HCW 升阻比增加的过程中，

HCW 升阻比与整体升阻比的变化曲线如图 18 所示，由上包络线可以看出，随着 HCW 升阻比的增加，在中间存在一点使整体飞行器的升阻比获得最大值。对于我们选定的机体，在整体获得最大升阻比时，HCW 的升阻比不是最大值。这是由于 HCW 的气动参数与机体的气动参数综合作用导致，因此，对于不同的机体，HCW 与整体的关系也会有所不同，对于机体与 HCW 之间的耦合影响还有待进一步探究。

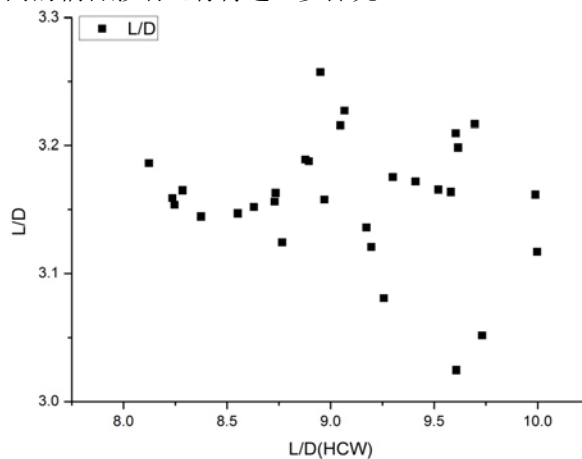


图 18 HCW 的升阻比与整体升阻比的变化曲线

存在某一点使整体获得最大值，但是在机体下压缩面改变时，二者的关系由于气动参数之间的综合关系，还将发生改变。因此，机体与 HCW 之间的耦合关系还有待进一步探究。

参考文献

- 1 叶友达. 近空间高速飞行器气动特性研究与布局设计优化, 力学进展, 2009, 39(6): 683-694
- 2 Walker S, Sherk J, Shell D, et al. The DARPA/AF Falcon Program: The Hypersonic Technology Vehicle #2 (HTV-2) Flight Demonstration Phase. AIAA-2008-2539, 2008
- 3 Nonweiler T R F. Delta Wings of Shapes Amenable to Exact Shock-Wave Theory. J of the Royal Aeronautical Society, 1963, 67: 39-40
- 4 崔凯, 李广利, 胡守超, 屈志朋. 高速飞行器高压捕获翼气动布局概念研究. 中国科学 物理学 力学 天文学, 2013, 43(5): 652-661